



# Journal of Materials and Engineering Structures

## Research Paper

### Etude expérimentale de la réparation des structures d'aéronefs par collage des patchs à base d'époxy et fibre de verre

Experimental study of repair of aircraft structures by adhesive patches based on epoxy and fiberglass

**Djamel Basaid<sup>a</sup>, Abdelbaki Benmounah<sup>a</sup>, Chouaib Aribi<sup>a</sup>, Abdelghani May<sup>b,\*</sup>**

<sup>a</sup> Unité de Recherche – Matériaux, Procédés et Environnement, Université de Boumerdès, Algérie

<sup>b</sup> Second affiliation, Address, City, Country

#### ARTICLE INFO

Historique de l'article :

Reçu : 1 septembre 2018

Révisé : 11 décembre 2018

Accepté : 20 janvier 2019

Mots clés:

Matrice époxy

Fibre de verre

PATCH

Matériaux composites

Impact

Keywords :

Epoxy matrice

Glass Fiber

PATCH

Composite Materials

Impact

#### RESUME

Les matériaux composites présentent une faiblesse aux chocs et aux impacts, des études ont été effectuées par plusieurs chercheurs afin de minimiser les conséquences de ces défauts, qui mènent souvent à des réparations temporaires ou permanentes. La présente étude a pour objectif d'investiguer des cas de réparation des structures d'avions. Ces réparations sont appliquées aux défauts survenus sur les matériaux composites de la structure d'avion de type « Impact Faible Energie » en utilisant la méthode patch de composite à matrice époxy : EPOCASTA50-1, la résine est sans dilution renforcée par des tissus de fibres de verre de même type que celui du fuselage d'avion. L'efficacité de ces réparations est vérifiée par l'étude du comportement en traction classique. Pour la caractérisation à l'état endommagé et la validation des résultats, la méthode de contrôle non destructif CND a été utilisée sur des éprouvettes élaborées dans les mêmes conditions que les plaques de réparation fixées sur le fuselage d'avion.

#### ABSTRACT

The composite materials present weakness to shocks and impact, studies are carried out in order to minimize the consequences of these defects, solutions are adopted for temporary or permanent. solutions are adopted for temporary or permanent repairs. These repairs are applied to the defects present on the composite materials of the "Low Energy Impact" type aircraft structure using the Epoxy matrix composite patch method: EPOCASTA50-1, a non-diluted resin reinforced with glass of the same type as that of the aircraft fuselage. The effectiveness of these repairs is verified using the study of conventional tensile behavior. For the characterization of the damaged state and validation of the results, non-destructive NDT control is carried out on specimens developed under the same conditions as repair plates attached to the fuselage plane.

\* Corresponding author. Tel.: +213 661844888.

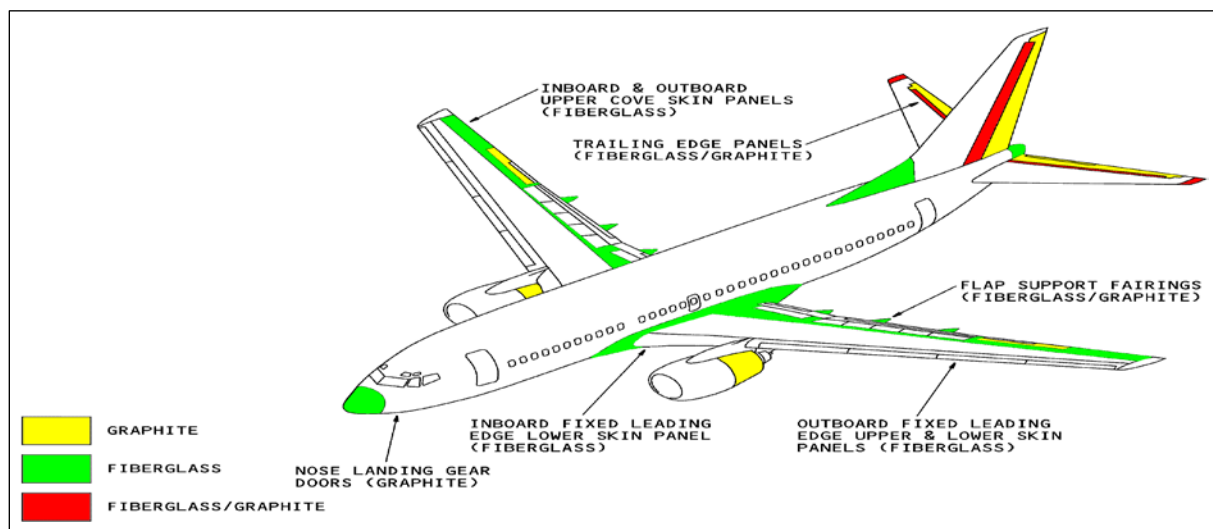
E-mail address: abdelghani.may@emp.mdn.dz

## 1 Introduction

L'Airbus A350 et le Boeing 787 sont constitués de plus de 50 % de matériaux composites (fig.1). Ils sont soumis pendant toutes leurs vies en vol, roulages, décollages, croisières, atterrissages. Et même pendant leurs parkings, ils sont soumis à des sollicitations différentes en statique ou en dynamique, chaque partie de leurs structures résiste à des chargements en tous genres flexion, compression, traction fatigue et fluage. Parfois, des impacts et chocs accidentels (point faible des composites) peuvent atteindre l'avion et causer des dommages inestimables, et qui peuvent prendre un temps plus ou moins long à être réparé, imposant ainsi à clouer l'avion au sol pendant plusieurs jours [1].

Plusieurs recherches ont vu le jour ces dernières décennies traitant le problème d'endommagement des matériaux composites, et leurs modes de réparation. On peut citer les travaux de Roger Serra et al [2], Erdogan et Arin [3] et Ratwani [4]. L'intérêt d'utilisation d'un patch à deux dimensions a été d'abord traité analytiquement par Rose [5] et Soutis [6]. Cette technique de réparation a intéressé aussi d'autres chercheurs tels que Atluri [7], leurs contributions ont abordé la conception et l'analyse des réparations soient par rivetage, boulonnage ou collage.

Le présent travail est une étude purement expérimentale sur le comportement des matériaux composite utilisé en réparation aéronautique dans les ateliers de maintenance d'Air Algérie afin de comparer l'efficacité des méthodes utilisées en réparation au niveau des fuselages d'avions en fonction des résultats obtenus dans les essais réalisés au laboratoire, inspirés des méthodes de réparation métalliques puisque le métal est le matériau le plus anciennement utilisé en aéronautique, ces méthodes sont agréées et utilisées par les constructeurs d'avions. Cette réparation dépend de la nature et du degrés du dommage causé généralement par un impact ou un choc [8], et si ce dernier n'a de conséquence que sur la résine la méthode d'infiltration de résine qui a été étudié par Huchette et al [9] s'avère la plus adaptée, et dépend de la viscosité de la résine.



**Fig. 1 - Répartition des composites sur la structure d'Avion Boeing 737 /800 de la compagnie Air Algérie [10]**

Cette étude va nous permettre de mettre en évidence le rôle de la meilleure méthode de réparation à utiliser dans les parties d'avions fabriquées en composite résine époxy et fibres de verre mis en évidence par des essais statique et fluage. Nous allons montrer le lien complexe de leurs différents rôles. Comme l'avion est divisé en différentes zones qui travaillent de façons différentes selon la nature de contrainte appliquée, les essais doivent répondre à un cahier des charges complexe. Celui-ci doit définir avec précision la nature et la valeur de ces charges. Mais en générale, on optimise avec les valeurs maximales pour chaque constituant et on soumet l'aéronef aux contraintes limite.

La démarche à suivre commence par l'élaboration puis la caractérisation des éléments constitutants des échantillons des matériaux composites modèles. A savoir, les matrice époxydes, les renforts de verre et enfin différents essais mécaniques à l'échelle macro ont été effectués sur des éprouvettes en composite à l'état sain et à l'état endommagé et enfin sur les échantillons réparés chacun avec son mode de réparation. En plus de la caractérisation classique, la méthode des ultrasons nous a été très utile sachant que c'est un moyen très efficace pour la détection des défauts (fissures, criques et pores) et elle donne des satisfactions en caractérisation des matériaux.

## 2 Caractérisations mécaniques de la matrice aéronautique

L'EPOCAST 50-A1 est une résine de stratification de manipulation facile. Cette matrice peut être employée pour la fabrication ou la réparation des structures composites aéronautiques. Le produit est agréé par la norme BMS 8-201 (Boeing Matériels Spécification).

Cette résine époxy est du type bisphénol A est associée à un durcisseur amine à basse réactivité. Aucun accélérateur de polymérisation n'a été ajouté elle présente une fluidité faible à cause de sa viscosité, qui est un élément essentiel pour le choix de la méthode d'élaboration d'éprouvette (sous vide).

Pendant la mise en œuvre des éprouvettes de traction sous forme haltère (Figure 5), élaborées selon la norme NF EN ISO 527-4 type B et en utilisant un moule en aluminium, les résines de stratification passent successivement de l'état liquide à l'état de gel puis à l'état solide. Ce processus caractéristique des résines thermodurcissables est appelé réticulation ce procédé est réalisé en introduisant ces échantillons dans une étuve ajustée à 80°C pendant 8 heures et correspond à la formation d'un réseau tridimensionnel réalisé par des pontages chimiques entre molécules.



Fig. 2 – Matrice EPOCAST 50-A1



Fig. 3 - Durcisseur (HARDENER 9816)

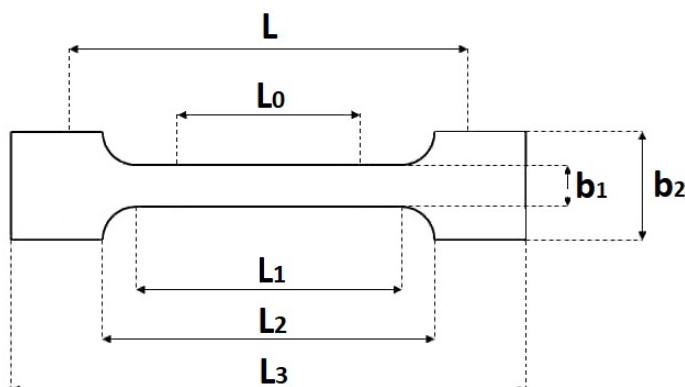


Fig. 4 - Géométrie de l'éprouvette haltère



Fig. 5 - Essai de traction sur la machine Zwick

Avec :

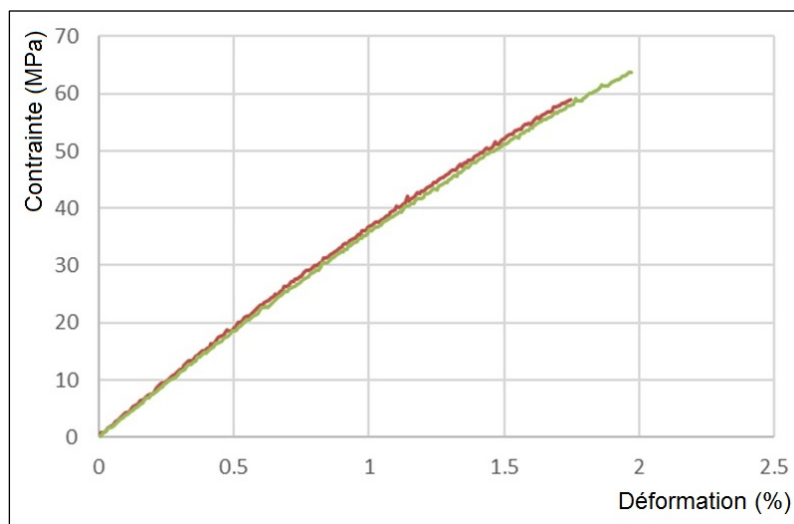
$L_0$  = Longueur de référence ;  $L$  = Ecartement entre outillages ;  $L_1$  = Longueur de la partie calibrée étroite

$L_2$  = Ecartement entre les parties parallèles larges ;  $L_3$  = Longueur totale ;  $b_2$  = Largeur dans la zone d'épaulement

$b_1$  = Largeur dans la zone de la longueur de référence ;  $h$  = épaisseur de l'éprouvette.

Des moules à base d'aluminium (voir fig. ci-dessous) sont fabriqués dans l'atelier d'usinage d'air Algérie en respectant les dimensions d'éprouvette selon la norme ISO 527. Après avoir nettoyé le moule avec un produit particulier toluène (ayant le même effet que l'acétone), et la pose d'une couche de faible épaisseur de gel coat on fait couler la résine obtenue à partir des mélanges en proportion déjà citée en respectant le niveau à ras des moules et afin d'avoir une surface supérieure uniforme, on couvre le tout avec un couvercle en aluminium à surface lisse.

Après élaboration de ces éprouvettes, une série d'essais est effectuée à vitesse de déformation de 2mm/s avec la machine précédente (fig.5) afin de caractériser la matrice qui sera utilisée par la suite, les résultats trouvés nous ont permis de tracer les courbes montées dans la figure 6. En analysant ces dernières, on remarque qu'elles sont presque identiques ce qui justifie la qualité de nos échantillons sachant que la résine présente des caractéristiques déjà validées par le constructeur.



*Fig. 6 - Comportement de résine EPOCAST50-A1 en traction*

A partir des courbes précédentes, un récapitulatif des valeurs des paramètres obtenus à partir des 3 échantillons caractérisant la résine aéronautique adoptée est dressé dans le tableau 1.

**Tableau 1. Paramètres mécaniques d'essai de traction de la matrice**

Module E (GPa)	Contrainte (MPa)	Déformation pour $\sigma_{\max}$
3,49	63,69	1,97
3,44	58,95	1,75
3,47	58,3	1,72

Les valeurs obtenues sont celles de la contrainte maximale  $\sigma_{\max} = 60$  MPa avec une déformation correspondante de 1,8 % et un module de Young  $E = 3,5$  GPa. On a une linéarité presque parfaite de cette résine est observée et présente une bonne rigidité en la comparant aux autres colles ou matrices utilisées en industrie (telles que INJ 812, EPOBIOX STR)

### 3 Caractérisation de la fibre de verre

L'assemblage de plusieurs milliers de fibres constitue les mèches à étudier. Sous chargement ces fibres ne se tendent pas simultanément ce qui traduit une non linéarité au début de la traction.

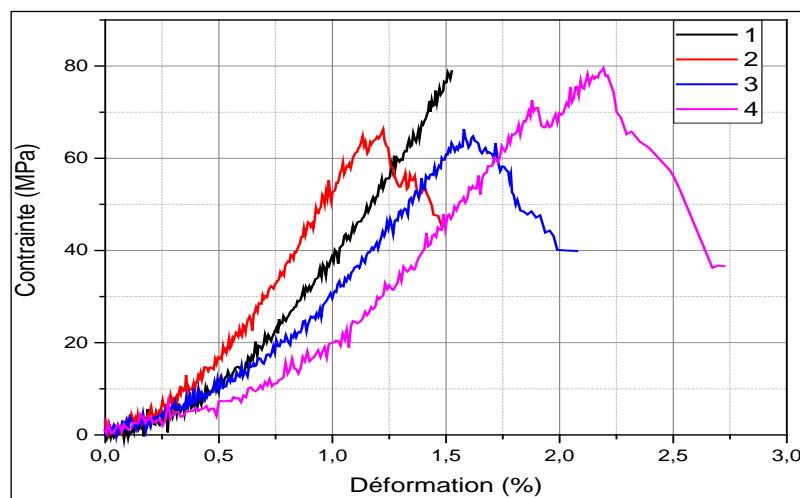


*Fig. 7 - Éprouvettes de fibre de verre.*

Le tissu utilisé dans notre expérience est un tissu de verre de type D de réf BMS 9-3 REV T classe 7 doté d'une architecture satin, utilisé au niveau des radomes d'avion pour ses propriétés diélectriques, la figure 9 illustre le comportement de tissus de mèche. À cause des difficultés de maintien de la mèche aux dimensions d'épaisseurs faibles par les mors de la machine, les essais ont été effectués sur un tissu de mèche de fibre de verre, les éprouvettes ont été découpées selon la norme ISO 3342, et les essais réalisés par la machine universelle ZWICK de 250 KN dotée d'un extensomètre et assistée par un ordinateur piloté par le logiciel expert version.



*Fig. 8 - Rupture de fibre après essai de traction.*



*Fig. 9 - Comportement traction de fibre de verre type D*

A partir de ces courbes, nous avons déterminé les paramètres mécaniques, à savoir : le module de rigidité, la déformation et la contrainte, les résultats sont mentionnés dans le tableau 2.

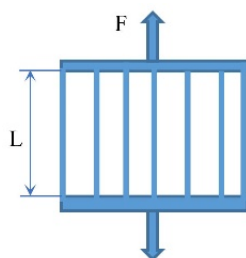
**Tableau 2. Propriétés mécaniques de fibre de verre obtenues avec essais de traction.**

	E (GPa)	$\epsilon$ (%)	$\sigma$ (N/mm <sup>2</sup> )
Éprouvette 1	6,514	1,223437	66,27
Éprouvette 2	8,227	1,51418	77,98778
Éprouvette 3	5,801	1,578724	66,33784
Éprouvette 4	5,792	2,185406	78,95358

Sachant qu'à l'échelle micro le module et la contrainte de rupture de verre D est d'un ordre supérieur. Cet essai dit comportement de l'écheveau sur des fibres présente un module d'élasticité  $E = 6,5$  GPa et une contrainte  $\sigma_{max} = 79$  MPa avec une déformation correspondante de 2 % [11]. Sachant que le comportement du tissu est gouverné par les ruptures successives des fibres dont les résistances sont décrites par une statistique de Weibull [11], dont la résistance ultime  $\sigma$  de ce tissu auquel on applique une force  $F$  est donnée par la formule de Weibull. On admet alors que, la charge appliquée sur un nombre  $N$  de fibre (fig.10) est répartie uniformément sur la totalité des fibres. Une fois rompue, la contrainte appliquée devient nulle. La contrainte nominale sur l'ensemble de ces fibres est donnée par :

$$\sigma = \frac{F}{N\pi R^2} \quad (1)$$

Avec :  $N$  : le nombre de fibres et  $R$  : rayon de la fibre.



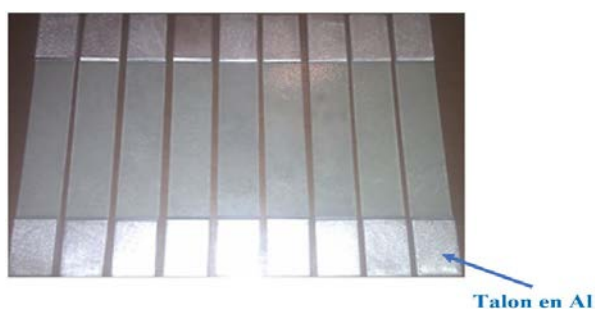
*Fig. 10 - Écheveau en fibre de verre*

#### 4 Essai de traction longitudinale et transversale

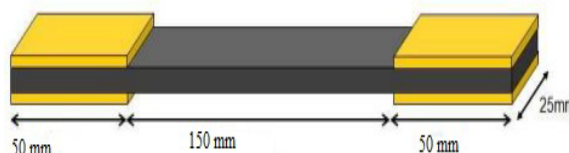
Les éprouvettes sont préparées selon la norme ASTM D3039 (figure 11), en quelques lignes ci-dessous les étapes principales du procédé d'élaboration :

- Dépôt du tissu perforé sur la plaque qui polymérise en veillant à bien l'étaler et à ce qu'il n'y ait de plis,
- Pose le tissu d'arrachage directement sur le tissu perforé, l'absorption du peu d'excédent de résine commence de façon immédiate,
- Pose du feutre de drainage (la ouate) est posé sur le tissu d'arrachage, ce dernier ne doit ni toucher ni dépasser le mastic d'étanchéité,
- La pose du tapis chauffant,
- Poser le film sous vide directement sur le feutre de drainage en laissant un peu d'espace entre eux, ensuite coller ses extrémités avec le mastic d'étanchéité en veillant à ce que toute la surface périphérique soit bien collée pour éliminer tout risque de fuite,
- Introduire le tuyau de la console dans la plaque mise sous vide pour effectuer par la suite l'opération d'aspiration de l'air.

Nous avons utilisé des éprouvettes plates dont la longueur de la section utile est d'un ordre de grandeur 10 fois supérieure à la largeur (figure 12) pour pouvoir éliminer le problème de l'initiation des ruptures au voisinage de la zone de transition et aussi éviter l'effet des glissements et tout endommagements dans les mors. Des talons en aluminium selon la norme 7075-T6 sont collés sur les extrémités des éprouvettes en utilisant la colle **LOCTITE EA 934NA**. Ils sont biseautés pour éviter des sauts de contraintes à leurs extrémités et une rupture brusque à cet endroit. Un traitement de dégraissage est opéré Pour améliorer la qualité du collage et s'assurer que celui-ci ne cédera pas avant la rupture de l'éprouvette.



*Fig. 11 - Éprouvettes destinées aux essais de traction*

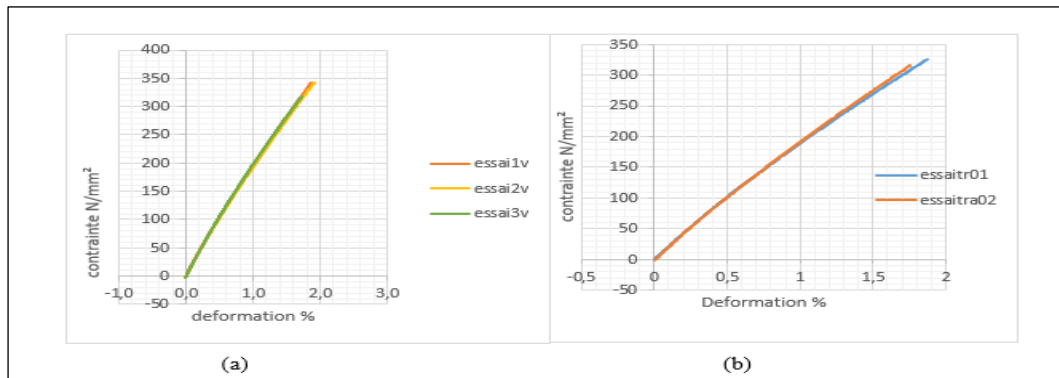


*Fig. 12 - Géométrie des éprouvettes*

La Figure 13 représente les courbes contrainte-déformation du stratifié EPOCAST 50-A1/tissu en fibres de verre.

Trois essais ont été effectués, Nous avons constaté une très bonne répétitivité des résultats. Ce qui explique la bonne qualité des plaques réalisées par le procédé de moulage sous vide. Le module de Young transversale ( $E_T$ ) est approximativement égal au module de Young longitudinale ( $E_L$ ). En effet, seulement un écart de 2% est observé. Cette faible différence des caractéristiques élastiques selon la chaîne et le trame revient à l'armure du tissu.





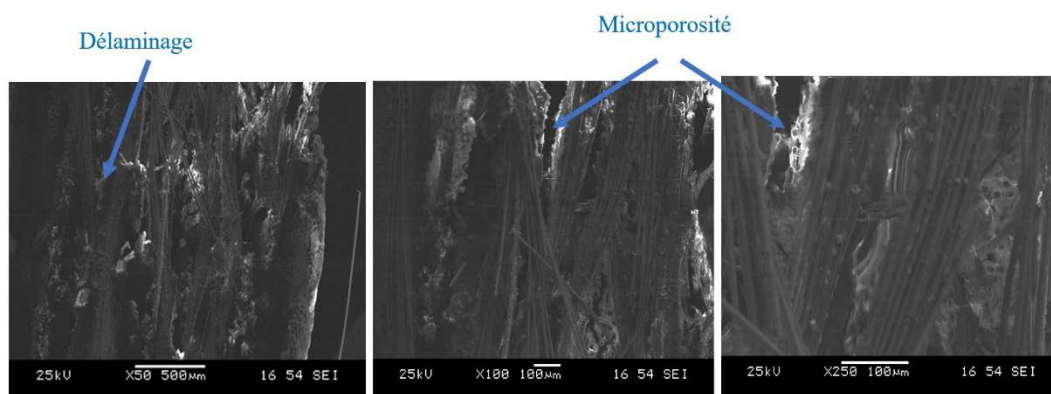
**Fig. 13 - Contrainte-déformation de stratifié EPOCAST 50-A1/tissu en fibre Verre Longitudinale, (b) Transversale.**

Les différentes éprouvettes étudiées ont un comportement similaire, une quasi linéarité jusqu'à la rupture, traduisant la nature purement fragile et le comportement viscoélastique de ces derniers après la linéarité de la courbe où commence l'étape de la plastification. Cette opération est réalisée pendant une durée de 150 secondes. Durant laquelle le stratifié EPOCAST 50-A1/tissu en verre (satin) résiste jusqu'à 335 MPa avec une déformation de 1.86 %, sachant que la valeur théorique de la contrainte à la rupture est de 400 MPa. Cette différence est dû essentiellement aux défauts rencontrés en général en élaboration et défauts intrinsèque observés à l'échelle microscopique et qui sont inévitable jusqu'à présent.

**Tableau 3. Les caractéristiques élastiques calculées d'après les courbes.**

Éprouvette	$\sigma_L$ (MPa)	$\sigma_T$ (MPa)	$\epsilon_L$ (%)	$\epsilon_T$ (%)	$E_L$ (GPa)	$E_T$ (GPa)
1	343	325.05	1.88	1.87	17.9	17.22
2	343	315.44	1.99	1.76	17.7	17.81
3	319	/	1.73	/	18.2	/
Moyenne	335	320.25	1.86	1.84	17.9	17.47

Une observation en Microscope à Balayage Electronique (fig.13) a été réalisée et nous a permis l'interprétation du phénomène de rupture, au fort grossissement, des phénomènes du délaminage et des microporosités provoquant une décohésion sont bien visible, notons que cette rupture provient dans des endroits différents démontré par Weibull [11].



**Fig. 14 - Aspect du facies de rupture du stratifié (verre/époxy) au MEB.**

Ces microporosité et délaminages (figure 14) observables à des échelles différentes sont essentiellement dus à l'ensimage des fibres déjà mis en évidence par Diran X et al [12]. Le microscope électronique utilisé est de type JEOL JSM-6360 avec une tension de travail allant jusqu'à 30 KV et un grossissement pouvant atteindre les 300000X avec une résolution allant jusqu'à 3 nm.

Cet ensimage est appliqué à la surface des fibres directement après leur première étape de fabrication. L'ensemble des filaments de verre nus n'est pas exploitable directement pour de nombreuses raisons (absence de cohésion, sensibilité du

verre à l'abrasion et à l'attaque de l'eau ainsi que création de charges électrostatiques). En effet, un ensimage est déposé à la surface des filaments de verre pour éliminer ces écarts. Ce procédé nous délivre des fibres continues de diamètre contrôlé par le réglage des diamètres des filières et les températures de fibrage, et par la vitesse d'étirage et la vitesse de refroidissement.

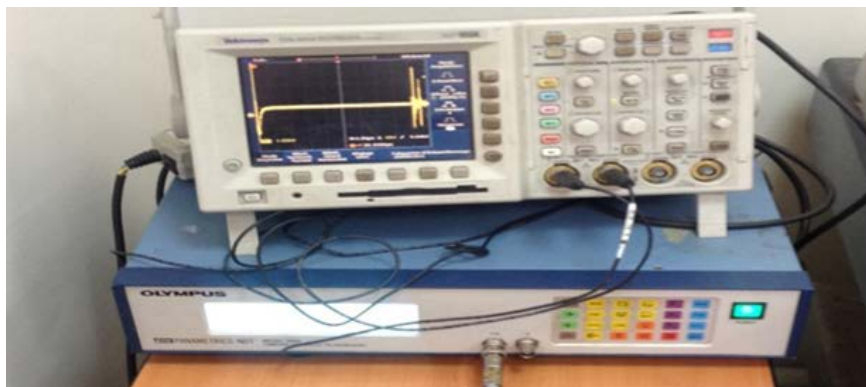
En comparant les résultats trouvés entre composite et ses constituants, on remarque que le stratifié présente une rigidité et une résistance à la rupture supérieure à celle de la fibre, ceci s'explique par le rôle de la matrice à transmettre les sollicitations tout en protégeant le renfort, et selon Weibull [11], si l'on considère que le système est constitué d'un ensemble de fibres équitendues, toutes de même longueur, présente une rupture discontinue qui ne s'effectue pas au même moment mais une fois qu'elle débute le phénomène s'enchaîne jusqu'à la rupture complète du composite.

Par ailleurs d'après les résultats précédents on constate que les valeurs mentionnées de la déformation maximale et contrainte maximale de la résine et fibre de verre sont proches l'une de l'autre mais une fois conjugué en composite, ce dernier donne des valeurs en contrainte nettement supérieur (335 MPa)

## 5 Contrôle non destructif des éprouvettes

L'outil principale de ce travail est le contrôle non destructif par ultrasons des éprouvettes en composites élaborées dans le but de réparation aéronautique. Le but est de caractériser les éprouvettes dans les trois cas possibles à savoir état sain, l'état endommagé et celui réparé. Notons que la caractérisation à l'état sain par cette méthode servira à montrer l'efficacité de cette méthode dans la caractérisation de notre matériau endommagé. Également à comparer les résultats des essais de traction classique avant et après endommagement [13].

Ce contrôle non-destructif est réalisé au niveau du centre de soudage et contrôle CSC d'Alger, en utilisant un Oscilloscope pour visualisation de signaux et un générateur (voir la figure ci-dessous), le transducteur utilisé est de marque Panametrics V326 de fréquence de 5 MHZ, diamètre de 9,5 mm et d'une bande passante à 3 dB varie entre 3.05 et 6.65 MHz [14].



*Fig. 15 - Oscilloscope et un générateur à ultrasons*

### A) Caractérisations d'éprouvettes Saines

#### ➤ Caractérisation longitudinale

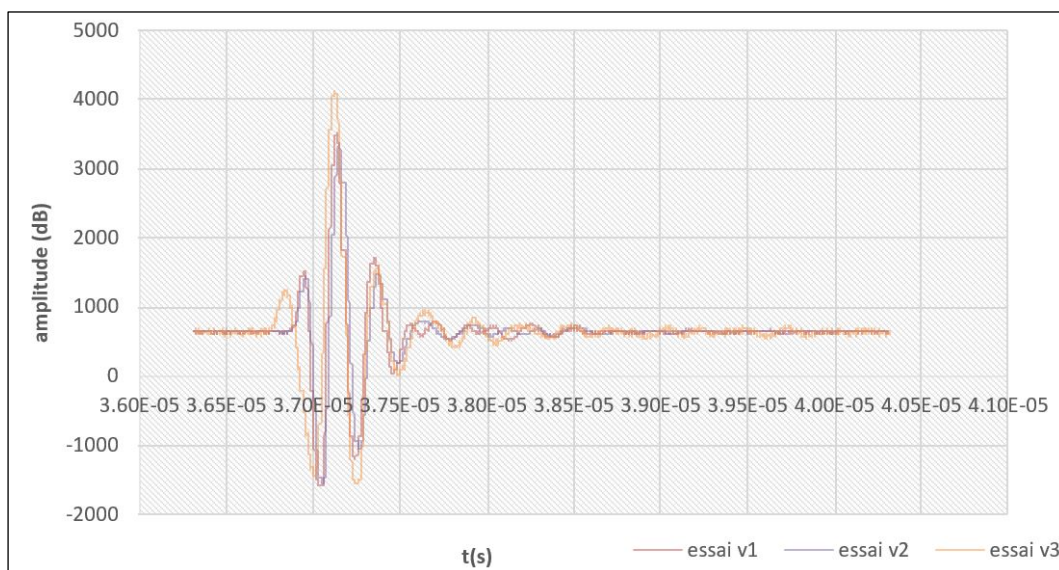
Le control non destructive est réalisé dans la majorité des cas pour la vérification de l'état de la structure mais les études ont démontré qu'il peut servir pour la caractérisation. Dans notre cas, la caractérisation de ces éprouvettes sans endommagement est réalisée dans le but de montrer son efficacité dans la caractérisation de nos échantillons, afin de caractériser aussi les éprouvettes déjà endommagées. La méthode particulière utilisée est dite par immersion (technique par écho) montré sur la figure 16.

Selon la procédure, l'échantillon est immergé, le couplant est habituellement l'eau, mais il faudra alors tenir compte des pertes radiales non négligeables qui viennent limiter la portée des ondes. Une série de trois mesures nous donne les graphes représentés sur la figure 17





**Fig. 16 - Éprouvette en Banc d'essai ultrason**



**Fig. 17 - Visualisation des trois signaux des ondes longitudinales**

La vitesse longitudinale est calculée par la formule suivante :

$$V = \frac{2e}{\Delta t} \quad (2)$$

Avec :

**e** : l'épaisseur d'éprouvette (mm),

**Δt** : le temps du vol ou de propagation (μs),

**V** : vitesse du vol (m/s).

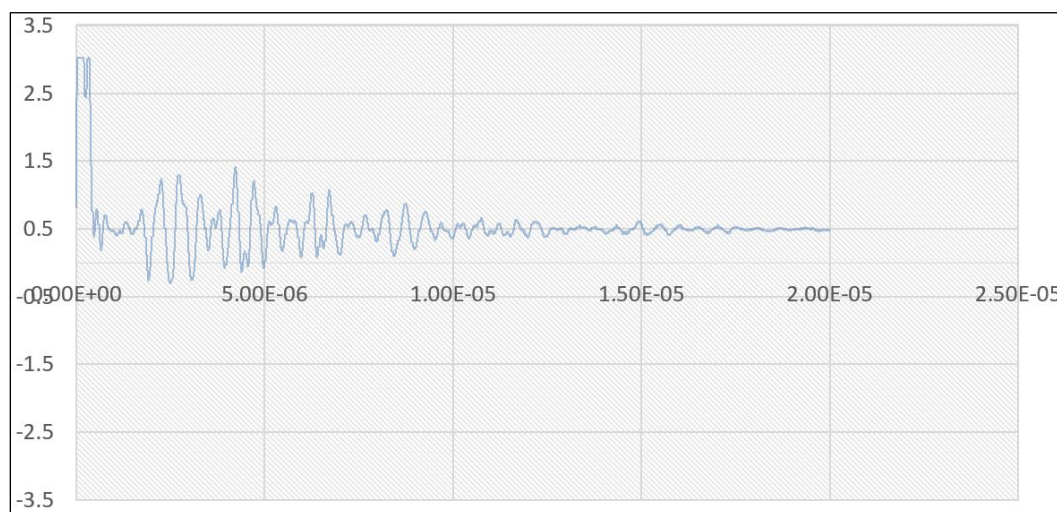
Les valeurs des paramètres au-dessus sont portées dans tableau 4 :

**Tableau 4. Vitesse longitudinale**

Position	1	2	3	Moyenne
<b>Epaisseur (mm)</b>	2,1	2,1	2,1	2,1
<b>Δt (μs)</b>	1,1	1,4	1,4	1,3
<b>Vitesse (m/s)</b>	3818,18	3000	3000	3272,73

### ➤ Caractérisation transversale

De la même façon, on prend les mesures transversales seulement, la position des capteurs placés en position transversale ce qui nous donne le graphe suivant :



**Fig. 18 - Signal des ondes transversales**

Les propriétés mécaniques sont en relation avec les vitesses longitudinale, transversale et la masse volumique par les relations suivantes :

$$V_L = \sqrt{\frac{E(1-\nu)}{\rho(1+\nu)(1-2\nu)}} \quad (3)$$

$$V_T = \sqrt{\frac{E}{2\rho(1+\nu)}} \quad (4)$$

Avec :

- **VL** : vitesse de propagation de l'onde longitudinale ;
- **VT** : la vitesse de propagation de l'onde transversale ;
- **ρ** : masse volumique du matériau ;
- **E** : module de Young ;
- **ν** : coefficient de poisson ;

D'où les propriétés d'élasticité suivantes :

$$E = \rho V_T^2 \frac{(3V_L^2 - 4V_T^2)}{(V_L^2 - V_T^2)}$$

$$\nu = \frac{1}{2} \frac{(V_L^2 - 2V_T^2)}{(V_L^2 - V_T^2)}$$

Connaissant les vitesses du vol transversal et longitudinal, la masse volumique on obtient les paramètres caractérisant ce matériau.

**Tableau 5. Paramètres élastiques par ultrasons**

<b>Masse volumique <math>\rho</math> (kg/m<sup>3</sup>)</b>	1520	Résultats trouvés par essai de traction
<b>Vitesse transversale <math>V_T</math> (m/s)</b>	1567,16	
<b>Vitesse longitudinale <math>V_L</math> (m/s)</b>	3272,73	
<b>Module e Young E (GPa)</b>	20,177	20,900
<b>Module de Poisson <math>\nu</math></b>	0,356	0,320

Les résultats trouvés par ultrasons concordent parfaitement aux valeurs obtenues par essai de traction, ce qui permet d'utiliser cette technique comme moyen de calcul des paramètres élastiques sans destruction de notre matériau [13] et dans notre cas de caractériser les échantillons endommagés destinés à la réparation. Ces mêmes résultats représentent l'état de l'échantillon sain sans endommagement qui seront utilisées comme valeurs étalon par rapport à celles trouvées dans chaque état de configuration (endommagé et réparé).

### B) Caractérisation d'éprouvette endommagée

L'endommagement s'effectue par une application de contrainte de l'ordre de 80% de la contrainte max en mode de relaxation pendant une heure, ce qui nous donne la courbe suivante.

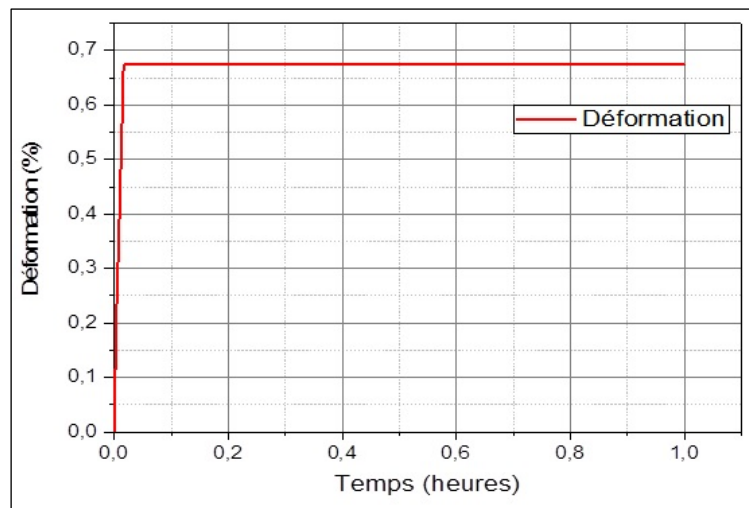


Fig. 19 - Essai de relaxation à 80% de contrainte ultime pendant 1 heures

Le même dispositif et la même procédure utilisée sur le matériau à l'état non endommagé est répété sur le matériau endommagé, les graphes ci-dessous représentent les signaux détectés aux trois positions de capteurs ultrasoniques

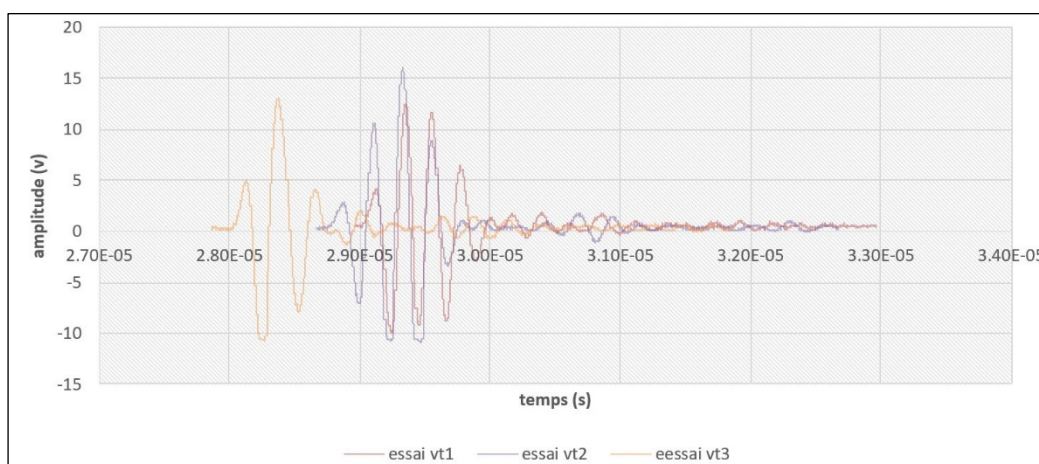


Fig. 20 - Comparaison de trois signaux après endommagement

Ci-dessous les valeurs de vitesse de vol sont calculées aux trois positions différentes de l'éprouvette endommagée

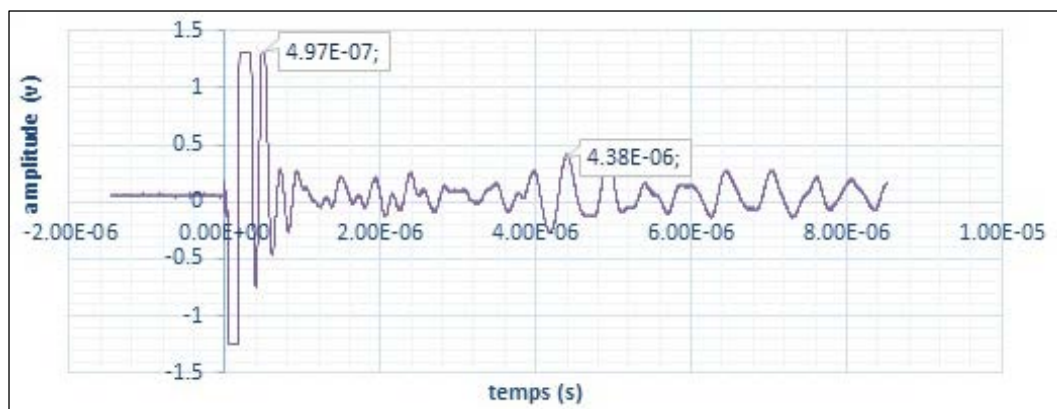
Tableau 6. Vitesse longitudinale calculés après l'endommagement.

Position	Epaisseur (mm)	$\Delta\tau$ ( $\mu\text{s}$ )	Vitesse (m/s)	Moyenne
1	2,08	1,57	2649,68	2,07
2	2,07	1,5	2760	1,47
3	2,07	1,56	2653,85	2687,84

Ces valeurs comparées à celle de l'état sain (3272,73 m/s) confirment l'endommagement de l'éprouvette

Qui est significatif en position 2 (par comparaison des valeurs de vitesses de propagation d'ondes ultrasonores)

De la même façon des mesures sont prises en appliquant une onde transversale, à la position 2 où a lieu l'endommagement important on a alors la courbe suivante.



*Fig. 21 - Signal par onde transversale*

Les valeurs de cet essai sont récapitulées dans le tableau 7 suivant le temps de vol dans l'échantillon.

**Tableau 7. Vitesse transversale après endommagement**

Epaisseur (mm)	Temps(μs)	Vitesse (m/s)
2,07	3,88	1067,01

Sachant que le comportement orthotrope de ce matériau a été confirmé au début par la caractérisation du matériau sain, cette vitesse de vol est inférieure à celle prise en configuration longitudinale est expliquée par les interfaces entre les différences entre ce matériau et les défauts observés par le microscope électronique à balayage (délaminage et porosités)

En résumé dans le tableau 8, en utilisant l'éprouvette endommagée, les différentes valeurs des paramètres nécessaires pour le calcul de la rigidité de ces matériaux

**Tableau 8. Paramètres élastiques par ultrasons après endommagement**

Masse volumique $\rho$ (kg/m <sup>3</sup> )	VT m/s	VL m/s	E (GPa)	Coefficient de Poisson $\nu$
1520	1067,01	2687,84	9,73574753	0,4064644

Une fois de plus à l'état endommagé la méthode NDT consolide son efficacité sur nos matériaux par les valeurs obtenues à cet état sachant que la rigidité a été réduite de 50 % (passons de 20 GPa pour l'éprouvette saine à 9 GPa à l'état endommagé) ce qui nous conduit à approfondir l'étude de l'état endommagé en utilisant cette méthode

## 6 Etude expérimentale de la réparation par patchs internes

Plusieurs méthodes sont utilisées en réparations citons la méthode infiltration généralement utilisé dans des composites avec endommagement de matrice, mais connaissant les phénomènes de dégradation qui commence au niveau de la matrice, le niveau de dégradation ne peut être bien défini ce qui conduit les professionnelles en réparation à opter pour les méthodes de réparation par patchs externes et internes, pratiquement la méthode de réparation par patch interne est plus difficile et moins rapide à mettre en œuvre (procédés et accès sur aéronefs), par contre son efficacité a été prouvée [6]. Mais ces réparations en patch internes à leurs tours se présentent sous plusieurs formes. Et afin de proposer une méthode de réparation à la fois facile et performante, des méthodes de réparation par patch interne ont été expérimentées et comparées entre elles. Pour bien mener cette étude, des éprouvettes en composites ont été fabriquées selon la méthode conforme aux pièces

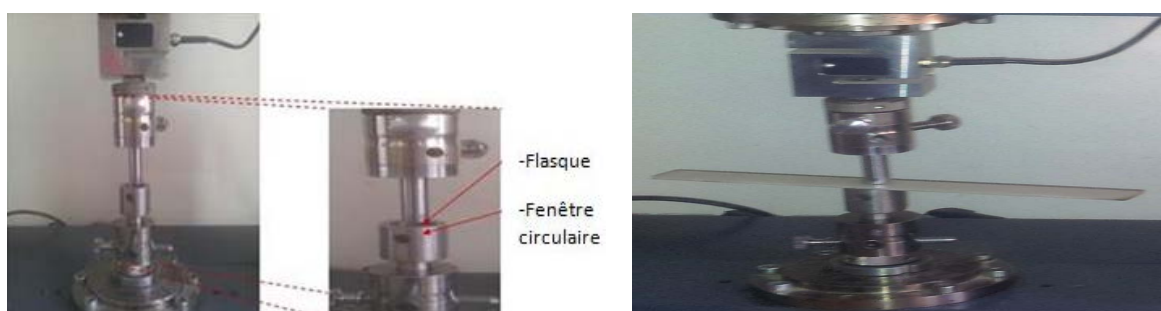


fabriquées dans les ateliers d'Air Algérie pour réparation d'avion ayant subi des dommages structuraux, ces éprouvettes vont subir des impacts à faible énergie [15] qui seront identiques ou très proche de défauts réels.

### A) Indentation quasi- statique

Dans notre étude, un moyen permettant de produire un endommagement équivalent à celui d'impact a été développé [12]. Afin d'obtenir un endommagement reproductible mais mieux maîtrisé en termes d'étendu du délaminage que le dommage impact. Pour cela, plusieurs travaux ultérieurs ont démontré une concordance entre l'impact faible énergie et le poinçonnement quasi-statique [15] [16] [17]. Dans notre cas on a pris une épaisseur de 3mm qui nécessite une force de 4600N.

Afin de réaliser ce type d'impact, un montage particulier de poinçonnement a été réalisé avec un flasque à fenêtre circulaire afin de circonscrire le dommage dans le diamètre intérieur. Ce dispositif est sur une machine universelle Zwick/Roel 10KN ci-dessous piloté par un logiciel test expert version 12.0.



*Fig. 22 - Montage de poinçonnement avec le flasque afin de produire le délaminage*

Des impacts à des valeurs croissantes et une vitesse de 100 mm/min sont appliqués jusqu'à l'obtention du délaminage, défini par l'étendue de la partie intérieure provoquant une décohésion entre la matrice et les fibres, les images prises ci-dessous montrent clairement l'empreinte de ces indentations.

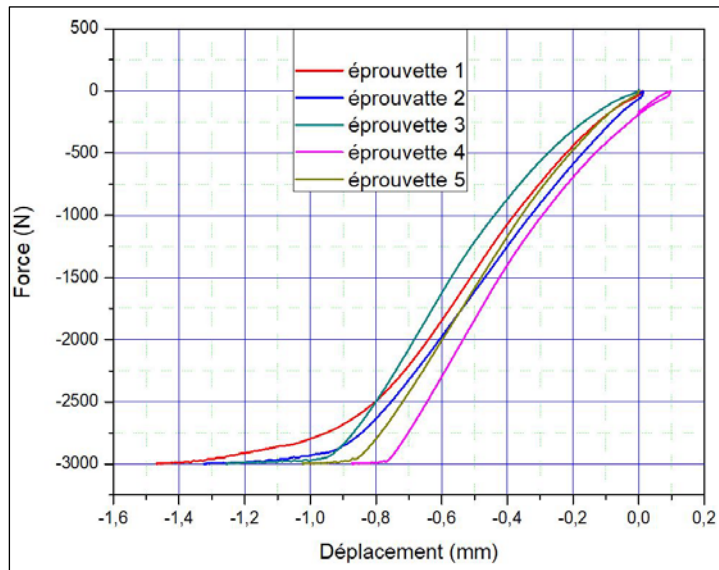


*Fig. 23 - Zones d'endommagements, (a) surface supérieur (b) surface intérieure*

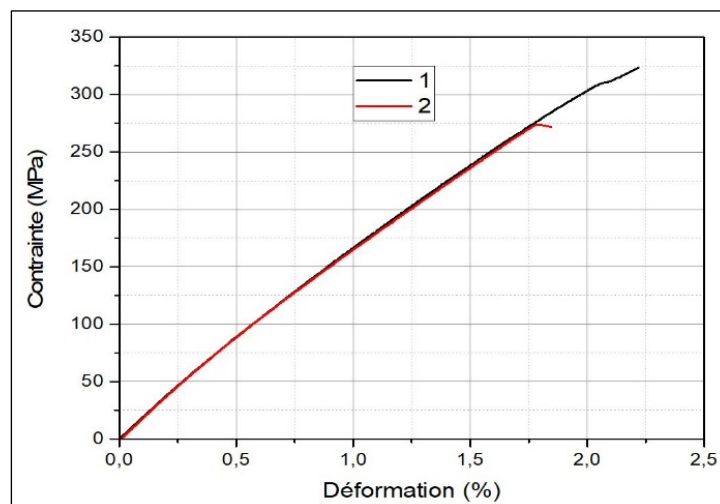
Le diamètre du dommage circulaire de la face supérieure où a lieu l'impact est nettement inférieure à celui de la face inférieure ceci est expliqué par la concentration des sollicitations et le transfert direct de ces dernières. Par contre, le dommage de la face inférieure est causé par la transmission de ces sollicitations à travers la matrice causant des défauts de délaminage et décohésion aux différentes interfaces.

Les essais se sont déroulés sur cinq éprouvettes dont le comportement est représenté dans les courbes suivantes. Notons une petite translation de la courbe de l'éprouvette 4 qui a été provoquée par le mauvais serrage des supports de la machine.

Ces courbes nous donnent la valeur limite de cette contrainte qui correspond à une valeur de 3000 N, cette dernière peut également servir de valeur critique pour des études ultérieures avec ce type d'impacts. Parmi ces échantillons, Nous avons pris 2 éprouvettes, leurs caractéristiques sont présentées par les courbes données dans la figure 24 et réalisées par des essais de traction classiques. Ces tests ont été effectués sur des éprouvettes endommagées (éprouvettes 1 et 2) par indentation.



**Fig. 24 - Comportement par indentation**



**Fig. 25 - Comportement en traction après indentation**

Le module de Young extrait de cette courbe est de l'ordre de 18 GPa, la contrainte maximale atteinte est de 300 MPa ce qui montre une diminution rapport aux éprouvettes non dégradées, cette diminution qui n'est pas tellement remarquable annonce l'amorçage de la destruction de l'éprouvette. Ce constat justifie la valeur de la force (3000 N) appliquée en indentation comme niveau critique à la rupture de ce composite. En effet, une fois que la sollicitation atteint le renfort, la dégradation commence à l'échelle microscopique suivie d'une dégradation à l'échelle macroscopique.

## 7 Réparation Par Patch interne

Les réparations structurales, par définition, visent à rétablir les propriétés mécaniques des structures. Par mesure de sécurité, le principe de ces réparations, consiste à retirer la zone endommagée et la remplacer par une plaque généralement de mêmes constitutions et d'une dimension supérieure (voir procédure du constructeur) par rapport à la partie endommagée retirée du fuselage. La fixation se fait par boulonnage, rivetage ou collage, une méthode bien adoptée dans notre étude.

Ce type de réparation est réalisé avec des méthodes différentes à savoir "la biseauté" et "l'escalier".

### A) Réparations par patch intérieur biseauté

La procédure de réparation par patch biseauté intérieur demande dans un premier temps de nettoyer la partie endommagée avec un angle biseauté faible (fig.25) afin d'obtenir une surface de collage importante [18-21]. Ensuite, le remplissage des



patches en verre D se fait couche par couche jusqu'à la huitième couche sous forme d'escaliers opposés aux escaliers des éprouvettes. La distribution de ces couches sur les deux côtés de l'éprouvette s'effectue comme suite :

- Eprouvette biseauté : 3cm sur côté inférieur et 6 cm sur coté supérieur (sens des mâchoires mobile de traction) ;
- Eprouvette en escalier 1 : 5 cm sur les deux côtés (équidistants) ;
- Eprouvette en escalier 2 : 6 cm sur côté inférieur et 3 cm sur côté supérieur (sens de mâchoire mobile de traction) ;
- Eprouvette en escalier 3 : 3cm sur côté inférieur et 6 cm sur côté supérieur (sens de mâchoire mobile de traction).



**Fig. 26 - Éprouvette préparée pour une réparation par patch intérieur biseauté**

Pour fixer ces patches, on étale un film de résine 50-A1 entre elles. Mais tout au début de ces opérations, on met une couche de film micro perforé sous l'épouvante pour faciliter le démoulage et pour que l'air puisse s'échapper durant la polymérisation des patches. A la fin, l'ensemble est mis dans la poche sous vide fermée puis relié à une pompe aspirant l'air par le tuyau branché entre cette dernière et l'embout de la poche. Enfin, une polymérisation des patches et de la colle (résine) est obtenue en chauffant ces éprouvettes dans une étuve à 80° pendant 4h.

#### **B) Réparation en escaliers par patch interne**

Cette méthode dérive de la méthode précédente. Au lieu de créer une surface biseautée lisse on réalise une surface biseautée en escalier (voir la figure 27).



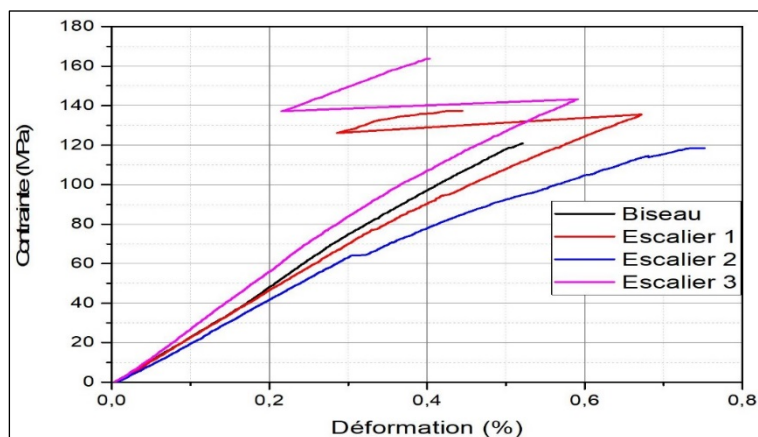
**Fig. 27 - Éprouvette préparée pour une réparation par patch en escaliers**

Après cette préparation, on effectue les collages par palier puis la mise sous vide de l'ensemble comme le montre les images de la figure suivante (figure 28).



**Fig. 28 - Étapes pour réparation par patch en escalier**

Après ces réparations, des essais classiques ont été effectués à la méthode classique. Seulement, sachant qu'ils peuvent être effectués par la méthode NDT, ce qui nous donne alors les courbes présentées dans la figure 29. Ces courbes représentent une comparaison des résultats obtenus à partir des essais de traction réalisés sur les éprouvettes endommagées et les éprouvettes réparées par les différentes méthodes citées auparavant.



**Fig. 29 - Comportement à la traction des éprouvettes réparées après indentation**

L'essai de traction nous a permis de déduire que le mécanisme de rupture change d'une éprouvette à l'autre comme suit :

- Eprouvette biseautée, 3cm du côté inférieur et 6 cm du coté supérieur (sens des mâchoires mobiles en essai de traction). Elle présente un décollement du côté inférieur, qui peut être expliqué par une rupture franche à 120 MPa.
- Eprouvette en escalier 1 : 5 cm sur les deux côtés (équidistance). Elle présente une rupture par cisaillement au milieu de l'éprouvette.
- Eprouvette en escalier 2 : 6 cm du côté inférieur et 3 cm du côté supérieur (sens des mâchoires mobiles en essai de traction). Elle présente une rupture par décollement du côté supérieur.
- Eprouvette en escalier 3 : 3cm du côté inférieur et 6 cm du côté supérieur (sens des mâchoires mobiles en essai de traction) présente une rupture par cisaillement et décollement du côté inférieur.

Ces cas de ruptures obtenus à partir des essais sont présentées dans la figure suivante (figure 30).



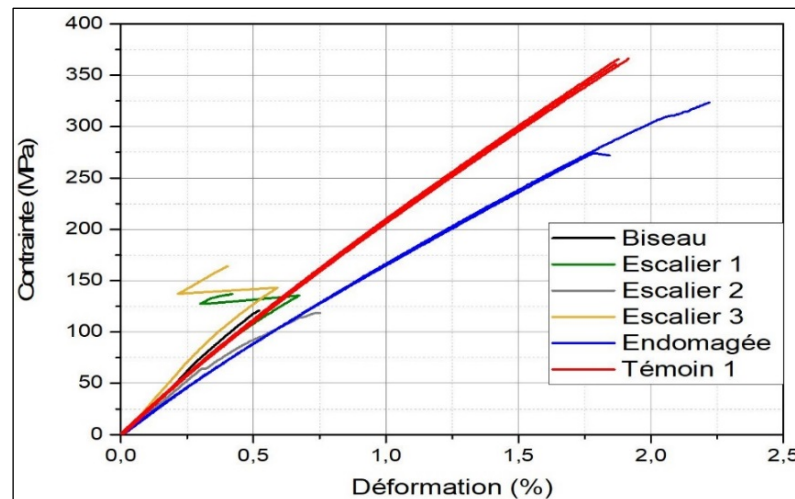
**Fig. 30 - Aspect détruite par les essais de traction après réparation**

Les paramètres mécaniques de l'essai de traction de ces éprouvettes sont calculés et donnés dans le tableau 9.

**Tableau 9 Paramètres élastiques obtenus avec l'essai de traction des éprouvettes réparées**

	Module E (GPa)	Contrainte (MPa)
<b>Biseauté</b>	23,8	121
<b>Escalier 2</b>	24,19	119
<b>Escalier 1</b>	21	138
<b>Escalier 3</b>	28,2	165

A l'exception de l'éprouvette notée Escalier 2 qui présente un mode de rupture à contrainte minimale et un module de Young de même valeur que l'échantillon sain, les autres éprouvettes présentent un module de Young supérieur. La valeur maximale est obtenue avec l'éprouvette dite Escalier 3 qui présente une rupture par deux modes : cisaillement et décollement (figure 27), le graphe donné dans la figure 28 présente une comparaison de comportement en traction des éprouvettes témoins, endommagées par indentation et réparées par les deux méthodes.



*Fig. 31 - Comportement en traction des éprouvettes témoins, endommagées et réparées*

D'après ces courbes, on constate que l'endommagement dégrade la rigidité et la contrainte à la rupture. Par contre, les méthodes de réparation conduisent à rétablir la rigidité initiale observée par la méthode appliquée sur l'éprouvette appelée Escalier 1. Et mènent aussi à augmenter la rigidité en appliquant les autres procédés, cette augmentation signifie que les sollicitations s'orientent et se concentrent en dehors de la zone réparée qui présente une rigidité supérieure.

Cependant, la valeur faible de la contrainte est liée à l'adhérence de la zone d'interférence entre la plaque à réparer et les couches de tissu de patch.

## 8 Conclusion

Les réparations utilisées actuellement et validées par les constructeurs d'avion ne présentent pas de réelles spécificités vis-à-vis des composites. Elles sont démesurées lorsqu'il s'agit de réparer un dommage d'impact à faible énergie. Notre étude s'est focalisée sur les dommages fréquents localisés au niveau des sections du fuselage à base des fibres de verre et époxy. Parmi les essais effectués, une méthode a été sélectionnée présentant les meilleures performances en termes de caractéristiques mécaniques du matériau, restituant ainsi les propriétés à rupture et en particulier la rigidité. Aucun changement de raideur par rapport au comportement d'éprouvettes saines n'est obtenu mais les contraintes à la rupture se dégradent. Ceci peut s'expliquer par les phénomènes d'adhérence entre le substrat et la colle (résine). Mais en fonction des caractéristiques des sollicitations exercées sur la structure d'avion, on peut opter sur l'une des méthodes ou l'autre.

Cette étude nous a aussi permis d'utiliser la méthode NDT pour la caractérisation de ce type de matériau à l'état sain et l'état endommagé par l'essai de traction classique. Sachant qu'en domaine de maintenance aéronautique, son efficacité recommande son intégration pour son utilisation facile et rapide dans la détection des défauts dans la structure d'avion.

Et les principaux résultats nous ont permis de constater que :

- Les fibres de verre soumises à des contraintes proches présentent des déformations différentes dues aux défauts d'élaboration, en particulier à la qualité d'élaboration de ces fibres.
- Les déformations des fibres obtenues dans le sens « trame et chaîne » du tissu est la même pour la même contrainte appliquée impliquant une orthotropie du tissu aéronautique
- l'impact du côté supérieur est plus destructif que la partie inférieure. Cette diminution d'effet du choc en allant en profondeur peut être expliquée par une absorption du choc dû à la matrice epocast utilisé en aéronautique

- une similitude des résultats obtenus entre les essais non destructifs et destructifs nous a permis d'utiliser cette méthode pour le calcul des paramètres de rigidité, les essais peuvent être reproduits en conservant les mêmes conditions. Par conséquent, plusieurs valeurs peuvent être prises pour se rapprocher d'une valeur moyenne de la rigidité du composite de toutes les sections de la structure aéronautique. Mais, on doit prendre en compte une certaine tolérance qui doit être portée dans les manuels de maintenance de structure aéronautique, ces écarts sont dus aux irrégularités observées à l'échelle microscopique.

## RÉFÉRENCES

- [1]- J. Gaudin, M. Mahé, S. Grihon, O. Le Roux, Optimisation de structures en composites. Proceedins du 9ème Colloque national en calcul des structures, 2009.
- [2]- R. Serra, L. Lopez, Damage detection methodology on beam-like structures based on combined modal Wavelet Transform strategy. *Mech. Indust.* 18(2017) 807. doi:10.1051/meca/2018007
- [3]- [3] - F. Erdogan, K. Arin, A sandwich plate with a part-through and a debonding crack. *Eng. Fract. Mech.* 4(3) (1972) 449-458. doi:10.1016/0013-7944(72)90057-4
- [4]- M. Ratwani, H. Kan, J. Fitzgerald, J. Labor, Experimental investigations of fiber composite reinforcement of cracked metallic structures. In *Composite Materials: Testing and Design (6th Conference)*, ed. I. Daniel (West Conshohocken, PA: ASTM International, 1982), 541-558. doi:10.1520/STP28499S
- [5]- C. Wang, L. Rose, R. Callinan, Analysis of out-of-plane bending in one-sided bonded repair. *Int. J. Solid. Struct.* 35(1998) 1653-1675. doi:10.1016/S0020-7683(97)00129-7
- [6]- C. Soutis, F. Hu, Design and performance of bonded patch repairs of composite structures. *P. I. Mech. Eng. G. J. Aer.* 211(1997) 263-271. doi:10.1243/0954410971532668
- [7]- J. Park, T. Ogiso, S. Atluri, Analysis of cracks in aging aircraft structures, with and without composite-patch repairs. *Comput. Mech.* 10(3-4) (1992) 169-201. doi:10.1007/BF00370088
- [8]- M. Hautier, Analyse des réparations des matériaux composites : mise en œuvre d'un procédé par infiltration et étude du comportement mécanique. Université Paul Sabatier-Toulouse III, 2010.
- [9]- M. Hautier, D. Lévêque, C. Huchette, and P. Olivier, Réparation des composites par infiltration de résine= Investigation of a composite repair method by liquid resin infiltration in JNC 16, 2009, p. 10.
- [10]- Sabena, Boeing B737-600/700/800/900 structure. Bruxelles, 2009.
- [11]- A. Khalili, K. Kromp, Statistical properties of Weibull estimators. *J. Mater. Sci.* 26(24) (1991) 6741-6752. doi:10.1007/BF00553701
- [12]- Dirand X, Etude des interfaces et interphases verre/résine vinylester. Thèse soutenue à Mulhouse, 1994
- [13]- B. Le Crom, Evaluation ultrasonore des réparations de structures métalliques par collage de patchs composites. Thèse de doctorat, Université de Bordeaux 1, 2010
- [14]- C. Garnier, M.-L. Pastor, F. Eyma, B. Lorrain, The detection of aeronautical defects in situ on composite structures using Non-Destructive Testing. *Comp. Struct.* 93(5) (2011) 1328-1336. doi :10.1016/j.compstruct.2010.10.017
- [15]- M. Hautier, Analyse des réparations des matériaux composites : mise en œuvre d'un procédé par infiltration et étude du comportement mécanique. Université Paul Sabatier-Toulouse III, 2010.
- [16]- G.-M. Luo, Y.-J. Lee, Simulation of constrained layered damped laminated plates subjected to low-velocity impact using a quasi-static method. *Comp. Struct.* 88(2) (2009) 290-295. doi:10.1016/j.compstruct.2008.04.009
- [17]- C. Sun, S. Potti, A simple model to predict residual velocities of thick composite laminates subjected to high velocity impact. *Int. J. Impact Eng.* 18(3) (1996) 339-353. doi:10.1016/0734-743X(96)89053-1
- [18]- P. Cheng, Etude et optimisation de la réparation des composites stratifiés par collage des patchs externes. Dijon, 2010.
- [19]- E. Sorocinschi, E. S. Rodríguez, V. A. Álvarez, A. Vázquez, Reparation of composites used in naval industry. *J. Reinf. Plastic Comp.* 26(17) (2007) 1821-1829. doi:10.1177/0731684407081384
- [20]- D. S. Paolino, H. Geng, A. Scattina, A. Tridello, M. P. Cavatorta, G. Belingardi, Damaged composite laminates: Assessment of residual Young's modulus through the Impulse Excitation Technique. *Comp. Part-B Eng.* 128(2017) 76-82. doi:10.1016/j.compositesb.2017.07.008
- [21]- J. J. Andrew, V. Arumugam, K. Saravanakumar, H. N. Dhakal, C. Santulli, Compression after impact strength of repaired GFRP composite laminates under repeated impact loading. *Comp. Struct.* 133(2015) 911-920. doi:10.1016/j.compstruct.2015.08.022